



(19) RU⁽¹¹⁾ 2 181 332 C2
(51) МПК7 В 64 С 3/50

РОССИЙСКОЕ АГЕНТСТВО
ПО ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

(21) (22) Заявка: 90124884/28, 25.12.1990

(24) Дата начала действия патента: 25.12.1996

(30) Приоритет: 26.12.1995 US 08/577,986

(43) Дата публикации заявки: 30.02.1999

(45) Дата публикации: 20.04.2002

(56) Ссылки: US 4427168 А, 24.01.1984, US 5156252 А, 27.10.1992, US 5743219 А, 03.07.1993, DE 1481578 В2, 22.01.1978, RU 2022679 С1, 15.1.1994

(58) Адрес для переписки:
129010, Москва, ул. Большая Стасовская, 25,
стр.3, ООО "Юридическая фирма Городецкой и
Партнеры", Ю.Д.Кузнецову, тел.№ 595

(71) Заявитель:
ДЗЕ БОИНГ КОМПАНИ (US)

(72) Изобретатель: РУДОЛЬФ Гатер К. С. (US)

(73) Патентообладатель:
ДЗЕ БОИНГ КОМПАНИ (US)

(74) Патентный поверенный:
Кузнецов Юрий Дмитриевич

(54) УЗЕЛ ОТКЛОНЯЕМОГО НОСКА КРЫЛА

(57)

Изобретение относится к авиации. Носок крыла 58 предназначен для сверхзвуковых транспортных самолетов. В убранным положении носок образует нужную поверхность носка крыла вплоть до горизонтального центра радиуса округления носка. На минимальной скорости носок перемещается вперед и поворачивается вниз. Направленный вперед изгиб носка закрывает эквивалент притока воздуха в вихревое течение на верхней поверхности закрылка. Закругленная форма вверного изогнутого носка обеспечивает условия для управляемого восстановления безотрывного обтекания потока на верхней поверхности крыла, что стабилизирует захватываемое, которое создает подъемную силу и продольный момент на изгиб крыла. Механизм 27 для перемещения вихревого закрылка состоит из двух опор 24 по размаху крыла с двумя расходящимися прямыми направляющими 64 и 66 каждая и привода 62 для вилки в центре

панели закрылка 29. Перемещение закрылка по существу нормальное к аэродинамическим нагрузкам и поэтому требует лишь небольших приводных усилий. Изобретение направлено на создание максимальной подъемной силы при минимальной скорости, снижение углового пространственного положения для коэффициента подъемной силы и улучшение аэродинамического качества. 14 з.п. формул, 10 ил.



RU 2 181 332 C2

RU 2 181 332 C2



RUSSIAN AGENCY
FOR PATENTS AND TRADEMARKS

(19) RU (11) 2 181 332 (13) C2
(51) Int. Cl. 7 B 64 C 3/50

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21) (22) Application: 96124684/26, 25.12.1996
(24) Effective date for property rights: 25.12.1996
(30) Priority: 28.12.1995 US 06/577,966
(43) Application published: 10.02.1999
(46) Date of publication: 20.04.2002
(56) Mail address:
129610, Moskva, ul. Bol'shaya Spasskaja, 25,
str. 3, OOO "Jundizhskaja firma Gorditskij
i Partnery", Ju.D.Kuznetsov, reg. Nr 265

(71) Applicant:
OZE BOING KOMPANI (US)
(72) Inventor: RUDOL'F Peter K. S. (US)
(73) Proprietor:
OZE BOING KOMPANI (US)
(74) Representative:
Kuznetsov Jurij Omdriavich

(54) WING LEADING EDGE FLAP UNIT

(57) Abstract:

FIG.10 aviation. SUBSTANCE: proposed wing leading edge 16 is intended for supersonic transport aircraft in retracted position, leading edge forms lower surface as far as center of leading edge rounding radius. At minimum velocity leading edge moves forward and turns downward. Bending of flap leading edge directed upward causes break-away of flow forming eddy flow on upper surface of flap. Rounded shape of upper fixed leading edge ensures controllable stall recovery on upper surface of wing, thus stabilizing eddying which creates lift force and pitching moment. Mechanism 27 for motion of vortex flap consists of two supports 24 in wing spar with two diverging straight guides 64 and 65 each and drive 62 for propeller in center of

panel of flap 20. Motion of flap is essentially normal relative to aerodynamic loads and therefore requires slight driving forces. EFFECT: possibility of creating maximum lift force at minimum speed, lowered spatial altitude for lift coefficient, improved aerodynamic properties 15 cl. 10 fig.



RU 2 181 332 C2

RU 2 181 332 C2

Разрабатываемое изделие изобретением было создано для выполнения работы по контракту с NASA (национальный комитет по аэронавтике и исследованию космического пространства, США) NAS 1-19360 и является объектом обозначения раздела 305 Акта по Научноисследовательскому и Исследовательскому космическому пространству 1958 г. (42 U.S.C. 246f).

Область техники, к которой относится изобретение

Настоящее изобретение касается закрылков для самолета, в частности отклоняемых носков крыла для сверхзвукового самолета.

Предложено создание изобретения сверхзвукового самолета является объектом полноразмерной задачи конструирования. Одна задача заключается в обозначении самолета, который аэродинамически летит на крайнем режиме со сверхзвуковыми скоростями. Эта задача требует проведения до минимума расхода топлива и лобового сопротивления самолета на сверхзвуковых скоростях при полетах на крайнем режиме. Для выполнения этой задачи крылья сверхзвуковых самолетов имеют определенную направленную назад стреловидность, то есть крылья имеют стреловидность по направлению к хвостовой части самолета. Сильное увеличение угла стреловидности крыльев минимизирует лобовое сопротивление путем сокращения существующей части передней кромки крыльев внутри конуса возмущений на маховых частях крыльями. М. самолет, который делает воздушный полет над землей, имеет часть крыльев, расположенных назад. Это позволяет загнуть переднюю кромку восточной части крыльев.

Эффективность сверхзвуковых самолетов на крайних скоростях дополнительно повышается благодаря обтекаемому сверхзвуковым самолетом крыльям, которые в общем имеют короткий размах крыла и небольшой отклоняемый удлиненный коэффициент поднимной силы, создаваемый такими крыльями, низкий для данного угла атаки. Хотя в целом, коэффициент поднимной силы является достаточным при полете на крайнем режиме, поскольку сверхзвуковой самолет летит с такими высокими скоростями, что для создания существующей поднимной силы при полете на крайнем режиме требуется лишь относительно небольшой коэффициент поднимной силы.

К сожалению, стреловидные крылья, имеющие короткий размах и малые относительные удлинения, неблагоприятно влияют на другие задачи конструирования, а именно вход на посадку с низкой скоростью, посадку и взлет. Малые размеры при входе на посадку, посадку и взлет необходимы для снижения до минимума требований к длине взлетно-посадочной полосы и для повышения безопасности. Для создания элементов достаточной поднимной силы на низких скоростях сверхзвуковой самолет должен лететь при больших углах атаки. Полет самолета при больших углах атаки имеет несколько недостатков.

Во-первых, существует несимметричные недостатки и недостатки ориентирования.

Большие углы атаки делают трудным для пилота видеть за носом самолета в направлении движения. Кроме того, большие углы атаки требуют длинных осыдей шагов для гарантии, что хвостовое оперение самолета не задевает землю при посадке или взлете.

Во-вторых, имеются недостатки лобового сопротивления и установившегося тяги двигателя. Большие углы атаки создают большее лобовое сопротивление, требующее работы двигателя на высоких уровнях мощности. Это означает повышенный расход топлива для данной величины двигателя и, следовательно, возможности полетов на малых и дальних полетах. Установившаяся тяга двигателя, кроме того, увеличивает расход топлива, а также шум двигателя и динамическую нагрузку. Увеличение шума происходит во время взлета и посадки. Это происходит когда сверхзвуковой самолет находится вблизи аэропорта и на малой высоте прикладывает неблагоприятную возмущения на окружающее население.

Наконец, существует недостаток управления. При высоких углах атаки на верхней поверхности носка коренных частей крыльев сверхзвуковых самолетов образуются завихрения. Завихрения обычно нестабильны; они меняются по размеру, местоположению, высоте, хорды и точки срыва в направлении размаха. Более того, завихрения часто бывают не симметричны на одном и другом крыльях. Нестабильные завихрения вызывают колебания, а асимметричные завихрения создают проблемы управления.

Среди способов увеличения поднимной силы крыла и таким образом, сокращения угла атаки самолета на низких скоростях, заключаются в увеличении эффективной длины хорды профиля крыла и (или) кривизны носка. Обычно это выполняется, используя отклоняемые носки и закрылки крыльев.

Были созданы различные предложения в отношении использования отклоняемого носка крыльев для продления процесса создания отклоняемого закрутки на крыльях сверхзвукового самолета, летящего с низкими скоростями, для уменьшения проблем управления и углов ориентации. В одном таком проекте предлагается использовать шарнирный отклоняемый носок крыла, отклоняемый отклоняемый вниз и вверх. Во время условий небезопасного полета при больших углах атаки шарнир отклоняется вниз с целью, чтобы предотвратить увеличение поднимной силы на низких скоростях. При больших углах атаки, при которых существует значительный риск формирования завихрения, шарнир отклоняется вверх, создавая большое расстояние между углом притормаживания и передней кромкой закрылка, что неизбежно приводит к образованию завихрения.

Существуют две проблемы, связанные с вышеприведенным предложением. Во-первых, шарнир на шарнире заднего закрылка создает значительный размер и местоположение закрылка на крыле изменяются, то есть, становятся нестабильными, неблагоприятно влияя на характеристики управления и устойчивости летательного аппарата. Во-вторых, когда шарнир изменяет положение от отклоняемого вниз к отклоняемому вверх, вызывает

RU 2181332 C2

RU 2181332 C2

значительные потери подъемной силы. Хотя потери подъемной силы временные, они создают опасную ситуацию. Основная ситуация в частоте, вызывает беспорядочно колеблющуюся нагрузку на крыло, в таком случае потери подъемной силы наиболее вероятно возникнут, когда самолет летит ниже над землей, например, после взлета или перед посадкой.

[illegible][illegible]

Настоящее исследование направлено на рассмотрение взаимосвязанных в таковой друг с другом, связанных с использованием образовательных ресурсов детьми на онлайн-сериализованных самостатей с целью выявления подлинной силы на онлайн-ресурсах.

В основе строения с настоящим изостеогачем обобщенных выделов заимствовано для крысы северорусского выдела. Впервые заимствованы идеальные принципы для изостеогача на заимствованной параллели кривой внутреннего гребня и профиля на разрезе: рамка крылы в форме двух наклонных дуги между треугольниками. Они на продолжении для изостеогача. Он заимствован также крылы, потому что структура, но на параллель кривой симметричной ($\sim 55^\circ$) для образования заимствования на параллель кривой, а затем последние крылы.

опытным путем для приспособления
закрылки. На крыле стреловидного типа,
имеющего щель переднего крыла, которая
закрыта в односоставном стреловидности,
гравитационной БД, закрытой закрылки можно
использовать от передней части крыла для

Важнейшим фактором обеспечения устойчивости деятельности организации является наличие эффективных механизмов взаимодействия с партнерами. В настоящее время взаимодействие с партнерами является одним из ключевых элементов стратегии организации. Взаимодействие с партнерами позволяет организации расширить свои возможности, повысить эффективность работы, снизить риски и затраты. Взаимодействие с партнерами является одним из основных элементов стратегии организации. Взаимодействие с партнерами позволяет организации расширить свои возможности, повысить эффективность работы, снизить риски и затраты. Взаимодействие с партнерами является одним из основных элементов стратегии организации. Взаимодействие с партнерами позволяет организации расширить свои возможности, повысить эффективность работы, снизить риски и затраты.

[illegible][illegible]

В соответствии с другими исследованиями для более подробного изучения выделенных элементов графической модели можно использовать два метода: метод качественной и метод количественной оценки. Метод качественной оценки позволяет выявить структуру и содержание элементов модели, метод количественной оценки позволяет оценить относительную значимость элементов модели.

для исполнительного механизма закрытия.

В соответствии с еще одним аспектом данного изобретения каждый из исполнительных механизмов включает в себя две в общем случае направленные по одной, прилегающей к каждому из ребер жесткости направляющие ковы направляющих перемещений связанных с ними панели закрытия при перемещении панели закрытия относительно панели обшивки носа.

В соответствии с еще одним аспектом данного изобретения каждый из исполнительных механизмов также включает в себя второй компонент на двух в общем прямых направляющих, прилегающих к панели закрытия. Этот второй компонент направляющих также направляет перемещение связанной с ним панели закрытия.

В соответствии с еще одним аспектом данного изобретения каждый исполнительный механизм включает в себя приводной механизм, предназначенный для перемещения связанной с ним панели закрытия между ее выдвинутой и убранной положениями.

Как будет легко понять из приведенного ниже описания, изобретения обеспечивают новые и усовершенствованные узлы закрытия закрытых передних кромок, которые идеально подходят для использования в крыле сверхзвукового самолета. Эти узлы передних кромок оплодной панели закрытия гарантируют, что в этой части происходит срыв потока, обеспечивая направленную против потока границу для закрутки у передних кромок, которая создается после вытеснения закрытия. Закрытый передний конец панели обшивки носа устанавливает направляющую по потоку граница закрутки у передних кромок и управляет вращением безотрывного обтекания потока в верхней поверхности крыла или направляющей по потоку границей для закрутки. Закрутка вращается против часовой стрелки при потоке, идущим против потока на верхней поверхности закрытия, а по потоку на верхней открытой границе. Поскольку передняя и задняя границы закрутки четко определены, закрутка остается стабильной. Использование механизма с двойными направляющими обеспечивает отличное отпор без необходимости обеспечения больших приводных усилий. Вращение, вызванное потоком, способствует сдвигу, который происходит, если не происходит, когда отклоняется панель закрытия, обеспеченный в соответствии с изобретением, поворачивает передние кромки панелей закрытия перемещаются вперед и вниз, а не поворачиваются по дуге. Эти результаты являются в сравнении с традиционными конструкциями сравнительно тонких крыльев сверхзвуковых самолетов.

Краткое описание чертежей

Вышеизложенные аспекты и много сопутствующих преимуществ данного изобретения будут лучше известны, когда они станут понятными при чтении последующего подробного описания, приведенного совместно с прилагаемыми чертежами, на которых

Фиг. 1 представляет вид сверху части фюзеляжа и крыла самолета, включающей в

себя узлы закрытия закрытия передних кромок, образованные в соответствии с настоящим изобретением.

Фиг. 2 представляет вид в поперечном разрезе по линии 2-2 фиг. 1, иллюстрирующий расположение внутреннего обтекания, большой части внешнего выпуклого обтекания, свободной поверхности панели закрытия, угла выпуклого закрытия передних кромок при наклонении панели закрытия в убранном положении.

Фиг. 3 представляет вид в поперечном разрезе по линии 3-3 фиг. 1, иллюстрирующий расположение внутреннего обтекания, большой части внешнего выпуклого обтекания, свободной поверхности панели закрытия, угла выпуклого закрытия передних кромок при наклонении панели закрытия в выдвинутом положении.

Фиг. 4 представляет вид в поперечном разрезе по линии 4-4 фиг. 1, иллюстрирующий приводной механизм закрытия угла выпуклого закрытия передних кромок в убранном (сплошной линией) и выдвинутом (пунктирной линией) положениях.

Фиг. 5 представляет увеличенный вид в поперечном разрезе переднего участка, изображенного на фиг. 2-4.

Фиг. 6 представляет увеличенный вид в поперечном разрезе заднего участка, изображенного на фиг. 2-4.

Фиг. 7 представляет изображение в перспективе части, показанной на фиг. 2 и 3.

Фиг. 8 представляет вид в поперечном разрезе по линии 8-8 фиг. 2.

Фиг. 9 представляет вид в поперечном разрезе по линии 9-9 фиг. 2.

Фиг. 10 представляет вид в поперечном разрезе по линии 10-10 фиг. 2.

Подобное описание предшествующего уровня техники описания изобретения.

Фиг. 1 иллюстрирует часть фюзеляжа 10 самолета, сконструированного для полета на сверхзвуковых режимах со связанными скоростями. Кроме того, на фиг. 1 показана часть крыла 12, простирающаяся от фюзеляжа самолета. Хорда самолета летит на сверхзвуковых режимах со сверхзвуковой скоростью, конец возмущений, возникающих при входе в атмосферу, показан на пунктирной линии 14, соседней обшивке самолета. Борозна контура расположена около носовой части самолета. Крыло 12 имеет обшивку назад от носовой стреловидности.

В результате этого внутренняя часть крыла устанавливает внутри носуса возмущений при взаимодействии с сверхзвуковой скоростью М самолета, а не внешней частью крыла, которая простирается за пунктирную линию 14, назад вне носуса возмущений. Иллюстрируемое крыло имеет три секции, углы стреловидности которых уменьшаются во внешнем направлении. То есть внутренняя секция имеет наибольшую стреловидность, в углом стреловидности примерно 75°, средняя секция является близкой к наиболее угловатой стреловидности и имеет угол стреловидности приблизительно 65°, а внешняя секция имеет наименьшую стреловидность с углом стреловидности, равным примерно 45°. Угол стреловидности каждой секции крыла 12 является относительно низким. Любая из передних продольных осей или осей самолета, как показано, внутренний и

2 2 3 1 8 1 1 RU

RU 2 1 8 1 3 3 2 C 2

граница секции находится внутри конуса возмущений, а наружная секция лежит вне конуса возмущений.

Как сказано ниже, узлы выкрывок закрывают переднюю кромку 16 и 22 выполненные в соответствии с настоящим изобретением, расположенные в части крыла 12, расположенные внутри конуса возмущений 14, 10 есть секция внутренне и промежуточного размера крыла. Внутренний лоток вокруг части крыла 12 внутри конуса возмущений 14 является доступным, тогда как внешний лоток вокруг части крыла снаружи конуса возмущений является закрытым. Для более эффективного образования подъемной силы часть крыла 12 внутри конуса возмущений 14 имеет толщину не менее 10% от толщины крыла вне конуса возмущений, и она имеет закругленную (заполученную) переднюю кромку. Поскольку часть крыла 12 внутри конуса возмущений 14 более толстая, эта часть крыла может обеспечивать большую конструктивную опору для узлов выкрывок, закрывающих переднюю кромку, чем более тонкая часть крыла вне конуса возмущений. Обычно узлы отклоняемых носков 18, типа шарнирных отклоняемых носков крыла, можно подогнать к внешней части крыла 12, где передний край обтекания, а следовательно не достаточная для обеспечения стабильного закрывающего переднюю кромку.

Выполненные в соответствии с данным изобретением узлы выкрывок закрывают переднюю кромку, включая в себя внутреннюю часть выкрывок закрывающих переднюю кромку и узлы 16 выкрывок закрывающих среднего размера. Внутренние узлы 22 выкрывок закрывающих прикрывают к секции крыла 12, имеющей наибольшую угол разворота, то есть к внутренней секции. Узлы 16 выкрывок закрывающих среднего размера прикрывают к промежуточной секции крыла. Внутренние узлы 22 выкрывок закрывающих по существу идентичны промежуточным узлам 16 выкрывок закрывающих среднего размера. Основное отличие заключается в том, что внутренние узлы 22 выкрывок закрывающих, по существу, они размещены на аэродинамической поверхности более длинной хорды с большим соотношением толщины профиля, толще, чем узлы 16 выкрывок закрывающих среднего размера. Узлы 16 выкрывок закрывающих среднего размера могут быть толще, при самой тонкой секции, расположенной на внешней части. Поскольку на чертёж секции узлы на наиболее внешнем конце узлов 16 выкрывок закрывающих среднего размера и изображают наиболее критичную секцию для конструктивных обеспечений и изготовления прототипа.

Как показано на фиг.1, каждый узел выкрывок закрывающих 16 и 22 включает в себя пару внутренних разнесенных друг от друга носков 24, подогнанных к передней лонжерону 26 крыла 12. Каждая пара носков 24 простирается в общем перпендикулярно от переднего лонжерона 26 и обеспечивает опору для узлов 16 и 22 выкрывок закрывающих. Носков расположены внутри от лонжерона кромки среднего с шириной угла закрыва на расстоянии, равном приблизительно 25% от ширины узла закрыва.

Рассмотрим фиг. 2 и 3, где каждый узел 16

выкрывок закрывающих включает в себя плечо, обшивки носка 26, исполнительный механизм 27, панель закрыва 29 и множество углублений. Панель обшивки носка 26 прикреплена и скреплена на механизме 24 обшивочным каналом. Исполнительный механизм 27 подогнанный панель закрыва 29 к плечу обшивки носка 26 и также будет скреплен более подробно ниже, перемещая панель закрыва 29 относительно плеча обшивки носка 26, как показано на фиг.3. Если не указано особо элементы описываемых узлов 16 и 22 выкрывок закрывающих изготавливают из материалов, обычно используемых для изготовления конструкций самолетов, таких как легкие высокопрочные металлы, сплавы или составные материалы. Выбранные материалы должны быть совместимы с температурой аэродинамического потока, связанной с полетом на сверхзвуковой скорости с числом М 2-2,4 (250-360°F) (121,1-152,22°C). Кроме того, наружные аэродинамические поверхности должны отвечать критериям устойчивости к трению под влиянием дождя и града.

Панель обшивки носка 26 закрывает узел закрыва 16, включая в себя внутренние ребра жесткости 24 и внешние обшивки 26, которая образует верхнюю поверхность аэродинамического профиля. Как показано на фиг.8-10, каждая носков 24 представляет собой С-образный канал 31, который включает в себя вертикальную стенку 32 и верхний и нижний фланцы 24 и 26. Носков 24 ориентированы таким образом, что внутренние части канала 31 каждой пары носков образуют друг к другу разнесенные друг от друга вертикальные боковые стенки 38, давая канал 31 не изменяемый фиг.2 и 3, которые в общем имеют трапециевидную форму (по существу круглые отверстия 40, 42 и 44, которые проходят через вертикальную стенку 32 носков 24, показанные на фиг.2, включены для снижения веса и обеспечивают пути прокладки для кабелей, проводов, трубопроводов, противоблокирующих тормозного действия, элементов силовой передачи и других деталей, требующих прокладки через узлы выкрывок закрывающих. Задняя торца 46 носков 24 подогнаны к передней лонжерону 26 крыла самолета, представляющего с помощью соединений боковых шарниров и фитингов, установленных на передней обшивке лонжерона и торцах передней лонжерона.

Как лучше видно на фиг.3, высота вертикальной стенки 32 (фиг.8-10) носков 24 пропорциональна В частности, высота вертикальной стенки 32 увеличивается в направлении к передней торцу 46 носков 24 до минимума в торце 50. Толща 50 расположена более чем на половину расстояния от заднего конца 46 до переднего конца 48 носков. Согласно этому высота вертикальной стенки 32 увеличивается в направлении к передней торцу 46.

Ребра 24 подогнаны к наружной обшивке 26, как показано на фиг.8 и 10. Наружная обшивка 26 представляет собой плечо с готовым заполнителем, которое включает в себя описанный участок 52 более узкой толщины, так обшивка 26 соединяется с внешним фланцем 24 носков 24. Более конкретно описанные участки образованы в

панелях с жесткими заплатами, где обшивка соединяется с другими конструктивными элементами крепления, предназначенными для предотвращения обрыва 28 в направлении 24, жесткости обеспечивающие крепление деталей типа заклепок или болтов. Отрывная периферия наружной кромки наружной обшивки 28 также оснащена для обеспечения жесткости панели для упреждения сгибания заклепки и обеспечения жесткости предназначенной для установки первого упорителя 558 (показанного на фиг 5) и следующего за ним.

Рассмотрим фиг 2, где наружная верхняя поверхность обшивки 28 панели обшивки кромки 28 находится втулку по направлению втулки для обеспечения жесткости переднего упорителя от центра кромки 64. Втулка или жесткость кромки обшивки 28 оснащена втулка к участку 66 болта узкой толщины для крепления к другим конструкциям. В частности, скошенный участок 66 является болтами к верхней наружной кромке профиля 80.

Исполнительный механизм 27 включает в себя две пары направляющих и привод 62 (см. фиг 2 и 4). Пары направляющих в общем выровнены и прицеплены к неровностям 24. Таким образом, каждая пара направляющих расположена примерно на 25% внутри, от поперечной кромки связанного с ними угла 16 или 22 выверного закрыва. Привод расположен между парами направляющих в середине каждой панели закрыва. Пары направляющих направляющих являются о том же типе, что и закрыва 27, тогда как они перемещаются относительно панели обшивки кромки 28 с помощью привода 62.

Каждая пара направляющих включает в себя жесткую направляющую 54, расположенную криволинейно 66, жесткую направляющую 68 и жесткую направляющую 70. Верхняя направляющая прямая и смонтирована на боковой стороне вертикальной стенки 22 связанной с ней неровности 24, как показано на фиг 9 и 10. Как показано на фиг 10, верхняя направляющая 64 имеет в общем прямоугольный канал 72, который включает в себя отверстие 74, направленные вниз к панели закрыва 29. Канал 72 и отверстие 74 проходят вдоль длины направляющей 64. Задний конец направляющей 64 прикреплен к неровности 24 ниже отверстия 74, как показано на фиг 2.

Направляющая 68 наклонена вверх и вперед.

Рассмотрим фиг 9 и 10, на которых верхняя направляющая 64 включает в себя верхний вертикальный элемент 76. Верхний вертикальный элемент 76 установлен напротив вертикальной стенки 22 неровности 24 и прикреплен к ней. Верхняя направляющая включает в себя также множество равномерно друг от друга в общем параллельных элементов жесткости углового соединения 78, которые проходят между верхним элементом 76 и соседней 72 с формой прямоугольного поперечного сечения. Для упреждения деформации на фиг 2 и 3 элементы жесткости углового соединения не показаны.

При особом рассмотрении фиг 9 видно, что каждый торцевой вертикальный элемент 64 включает в себя торцевой элемент 82,

который расположен с верхним вертикальным элементом 76. Торцевые элементы 82 расположены рядом с вертикальной стенкой 22 неровности 24 и прикреплены к ней. Нижние элементы 82 также видны на фиг 2 и 3.

Рассмотрим фиг 10, на которой показано что горизонтальный элемент 82 расположен наружу от верхней направляющей 64 на участке направляющей, которая имеет между концевыми элементами 80. Горизонтальный элемент 82 расположен в общем перпендикулярно концевым элементам 80. Горизонтальный элемент 82 расположен под осью 24, связанной с ним неровности 24, напротив нижнего элемента 36 и прикреплен к нему.

Элементы жесткости 78 и элементы 76, 82 и 82 сгруппированы за один конец с верхним направляющей 64. Элементы 78, 80 и 82 прикреплены к неровности 24 с помощью крепежных деталей (не показанных), которые прикрепляют кромку элемента и прижимающий жесткости кромки 24.

Подшипник каретки 86 смонтирован для перемещения внутри канала 72 торцевой направляющей 64, как показано на фиг 2, 3 и 9.

Фиг 7 представляет увеличенный обзор основной части подшипника каретки 86, показанной от верхней направляющей 64. Подшипник каретки 86 включает в себя корпус каретки 84, четыре колеса 88 и крепежный узел 88. (Для жесткости иллюстрации крепежный узел 88 на фиг 7 не показан).

Корпус каретки 84 имеет форму эллипса, если смотреть на него сбоку. В корпусе каретки имеется вертикальная прорезь, в которую установлен крепежный узел 88. Расстояние между двумя другими штифтами 80 выступает из плоскости, от которой каретки 84 с передней и задней ее стороны. Штифты 90 имеют симметричные радиусы торцевых отверстий 92, соответствующие для переключения выносов (не показанных) для роликов 88. В частности, на каждом из штифтов 90 смонтированы ролики 88. Штифты 90, которые осебно проходят через каждый ролик 88, служат в качестве осей. То есть, ролики 88 могут вращаться вокруг штифтов 90. Ролики 88 предпочтительно включают в себя внутреннюю цилиндрическую поверхность или форму, соответствующую (не показанную) для ограничения трения. Установлены четыре ролика 88, обеспечивая движение роликов на направляющей 64. Ролики удороживаются на штифтах с помощью отогнутых выносов, которые вращаются в торцы штифтов.

Ролики 88 имеют диаметр, но диаметр роликов примерно равен высоте канала 74 в направляющей 64, как показано на фиг. 9. Рассматривая фиг 7, видно, что каждый ролик 88 осебно смонтирован на штифте 90. Ролики, конечно, каждый ролик 88 включает в себя центральное цилиндрическое отверстие 100. Ролики 88 удороживаются на штифтах 90 с помощью выносов, которые вращаются в отверстия для выносов 92 в штифтах 90.

Между осью (штифтами) 90 в корпусе каретки 84 образована прорезь 96. Прорезь проходит ориентально осью. Через центр корпуса каретки 84 параллельно осью 90 и таким образом, перпендикулярно прорези образовано цилиндрическое вывернутое отверстие 98. Буртик 100 выступает перпендикулярно от одной боковой стороны корпуса каретки 84 и вращательно соединяет

RU 2181332 C2

RU 2181332 C2

входит в выходящее отверстие 53.

Обращаясь к фиг. 2, отметим, что крайний узел 86 включает в себя вклинутой сверху конец 104 и конец 106, соединенный с направляющей. Искусный конец 104 устанавливается в прорези 88 корпуса каретки 84 (фиг. 7). Как показано на фиг. 9, искусный конец 104 расширяется и образует прилегающий к корпусу каретки 84 с помощью поперечного расширения 108, выходящего наружу выходящие отверстия 86, расположенные по боковым сторонам корпуса каретки 84 (фиг. 7), и через отверстие в искусном конце 104 крайнего узла 88 (фиг. 110, прилегающего к концу шворенки 108 так, что выходящая наружу торцевая ось, удерживает шариком на установленном положении.

Моношаровой узел, обеспечивающий внутреннюю канавку канчона 112 и внешнюю канавку канчона 114, образован в искусном конце 104 крайнего узла 88 с помощью прорезной или горючей посадки. Внутреннюю канавку канчона 112 и внешнюю канавку канчона 114 предварительно делают из стали. Поверхности внутренней канавки канчона 112 и внешней канавки канчона 114 покрывают нелипким материалом, типа TEP-CAH (тефлон), или оставляют голый металл, используя кислотную окиску.

Вышеуказанное моношаровое устройство позволяет крайнему узлу 86 поворачиваться относительно продольной оси поперечного шворенки 108 с низким коэффициентом трения. Кроме того, моношаровой узел позволяет элементу вращения 88 поворачиваться вокруг оси, перпендикулярной продольной оси поперечного шворенки 108 на несколько градусов.

На фиг. 2 показано, что передний конец 106 крайнего узла 86 проходит вперед относительно искусного конца 104 и подсоединяется к хвостовому концу панели закрытия 28 ради и параллельно нижнему рельсу 86 в частности, передний конец 106 включает в себя в общем U-образный канал прямоугольной формы 118, который проходит от заднего конического конца 104. Нижняя поверхность U-образного канала 118 прикреплена болтами к хвостовому концу панели закрытия 28, используя пожеланную временноую пластину (не показанную).

Нижняя направляющая 86 образует канал, имеющий отверстие 120, направленные вверх к шарикам 24, как показано на фиг. 4. Канал в общем имеет прямоугольную форму, за исключением канавки 122, проходящей по центру вдоль основания канала.

Нижняя часть нижней направляющей 86 состоит из общей формы внутренней части канавки 8 в ней с одним принципиальным исключением. А именно, поддерживающая опора 124 проходит от заднего конического конца нижней направляющей 86. Каждая опора имеет в общем прямоугольное поперечное сечение и простиривается в сторону от нижней направляющей 86, в направлении, в общем параллельном поперечной оси нижнего рельса. Каждая опора простиривается вдоль длины нижней направляющей 86 и расположена над панелью закрытия 28, как будет описано ниже.

Неподвижную каретку 70 располагают внутри канавки нижней направляющей 86. неподвижная верхняя 70 по существу

идентична описанной выше подвижной каретке 66, с одним основным отличием. В данном случае неподвижная каретка 70 включает в себя крайний узел 128, отличающийся от крайнего узла 88 подвижной каретки 66.

Крайний узел 128 неподвижной каретки 70 включает в себя главную часть рельса 130 и два фланца 132. Фланцы 132 в общем имеют прямоугольную форму в распределенном виде по центру над главной частью рельса 130 крайнего узла 128. Фланцы 132 крайнего узла 128 приподняты и имеют фланцы 28 несущими 24 с расположенными горизонтально криволинейной дуги с помощью поперечного болта.

Главная часть рельса 130 крайнего узла 128 в общем имеет прямоугольное поперечное сечение. Главная часть рельса 130 и два фланца 132 образуют путем взаимной обработки из одной заготовки. Сдвинутый конец главной части рельса 130 служит к загрузочной верхняя 134, как показано на фиг. 2.

Кроме того, как описывалось, в канавке подвижной каретки 66, моношаровое устройство устанавливается на шариках 134 крайнего узла 128, используя прорезную или горючую посадку, как показано на фиг. 6. Повернутой шворенки 108, удерживаемой с помощью шарика 110, присоединяет неподвижную каретку к крайнему узлу 128. Моношаровое устройство позволяет неподвижной каретке 70 поворачиваться относительно продольной оси поперечного шворенки 108 с низким коэффициентом трения. Кроме того, моношаровое устройство позволяет поворачивать элементу 88 поворачиваться вокруг оси, перпендикулярной продольной оси поперечного шворенки 108 на несколько градусов.

Привод 62 расположен по центру между шариками 24 а отверстием канавки узла закрытия 16, как схематически показано на фиг. 1. Рассмотрим фиг. 4, на которой каждый привод 62 вклинивается в себя привод под прямым углом 136, винт 137, шариковый палец 140 и соединительный элемент 142. Привод под прямым углом 136 прикреплен к переднему лонжерону 20 крыла 12 через фитинги 21 на передней стороне лонжерона, используя болты.

Привод под прямым углом 136 получает электрическую энергию от ведущего узла 138. Ведущий узел 138 приводит в движение параллельно лонжерону 20 и соединяется с механизмом шворенки привода 62 каждого узла закрытия 16 и 22. Вращающая сила привода 138 выполняется с помощью блока силового привода (БСП) (не показанного). БСП можно размещать по центру между углами закрытия 16 и 22, на крыле 12 или БСП можно размещать по центру в проходе для привода углах вклинки заделаны на обшивке крыла самолета. БСП в общем состоит из коробки передач и парного и второго двигателя. Парный двигатель приводит в движение гидравлического типа, а второй двигатель является электрическим. В качестве альтернативы оба двигателя, парный и второй, могут быть гидравлическими. Как отмечалось выше, крыло 12 включает в себя несколько

различных осей, имеющих разные углы отклонения. Это требует, чтобы ведущий вал 138 имелся или имелся один и то же направление скольжения при переключении из одной секции в другую. Для обеспечения возможности илльбации ведущему валу 138 ведущий вал включает в себя переключатель под углом с различным постоянным отклонением (на показанном) в изотопическом, где отклонение привода приводит из одной секции в другую. Ведущий вал 138 приводит заднее илльбационное отклонение 40 (см. фиг. 2) в механизмах 24.

Цилиндрический винт 137 задан: один конец вперед от горизонтальной плоскости 136, под углом между неподвижной панелью обшивки 108 и панелью закрывающей 29. Два винта 137 по центру через шарнирный палец 140. Как будет описано более подробно ниже, стандартный конец винта 137 ввинчивается в себя опорный элемент 144, который прототипирует разделение шарнирной линии 140 в винтах 137.

Панель закрывающей 29 шарнирно прикреплена к шарнирной гайке 140 с помощью крепежного сцепления 146. Когда панель закрывающей 29 выдвигается и убегается, это крепежное сцепление 146 проходит не по прямой линии, даже если он направляется с помощью двух прямых направляющих 65. То, что крепежное сцепление 146 идет не по прямой линии, требует, чтобы винт 137 был способен поворачиваться на несколько градусов. Это осуществляется с помощью универсального или комбинированного шарнира обшивки угловых переключений 136 (на показанном). Универсальный шарнирный или комбинированный шарнир, кроме того, приспособлен для отклонения закрывающей, обусловленного изгибом.

Соединительный элемент 142 имеет продольное поперечное сечение, как на фиг. 1. Горизонтальный отрезок соединительного элемента 142 поддерживается болтами с армированным охватом на участке панели закрывающей 29. Как показано ниже, панель закрывающей 29 задана из панели с полем зацепления. Задний конец соединительного элемента 142 зацепляется шарнирную гайку 140 и вращательным способом соединяется с шарнирной гайкой с помощью двух штифтов 148 на противоположных сторонах шарнирной гайки.

Как отмечалось выше, наружная обшивка 148 панели закрывающей 29 образована из панели с отгибом зацепления. Наружная обшивка 148 образует профиль поверхности отклонения или нижней передней кромки кромки, когда закрывающая убегает (см. фиг. 2). Панель с отгибом зацепления, образующая обшивку 148 панели закрывающей 29, включает в себя несколько основных участков. Передняя задняя и две боковые кромки сшиты для образования сплошного элемента изгиба, предназначенного для уплотнения панели и выравнивания уплотнителей. Кроме того, имеются два длинных и узких участка поворота, где две нижние направляющие 68 угла закрывающей прикреплены к панели закрывающей 29. Эти узкие участки поворота являются достаточно длинными для обеспечения устойчивого крепления углов 68 поворота кромки 68. Потенциальный сдвиг на участке заднего края

промежуточной секции панели закрывающей 29 обеспечивает устойчивое соединительное отклонение 142 между шарнирной гайкой 140 и панелью закрывающей 29. Угол-соединение нижних направляющих 68 для панели закрывающей 29 требует ряда прокладок 150. Эти прокладки могут располагаться между изогнутой поверхностью панели закрывающей 29 и фланцами 124 прямых нижних направляющих 68 (фиг. 2 и 8). Эти прокладки 150 представляют собой металлические пластины переменной толщины закрепленные направляющих 68 через прокладки 150 к панели закрывающей 29, обеспечивая с помощью зажимов или болтов.

Внешняя нижняя поверхность наружной обшивки 148 панели закрывающей 29 изогнута вогнутой вверх, образуя изогнутую переднюю кромку 154. Изогнутая передняя кромка 154 панели закрывающей 29 по изогнутой опорной поверхности с изогнутой передней кромкой неподвижной панели 108, так что угол закрывающей имеет закругленную переднюю переднюю кромку, когда панель закрывающей 29 убегает.

Как упоминалось выше, исполнительный механизм 27 переключает панель закрывающей 29 относительно неподвижной панели 108. Это выполняется следующим образом. Начиная с момента, когда панель закрывающей 29 находится в полностью убеганном положении, показанном на фиг. 2 и 4, привод под прямым углом приводит в действие так, чтобы поворачивать винт 137 в первом направлении, которое вызывает переключение вперед шарнирной линии 140. Вращательный элемент шарнирной гайки 140 толкает соединительный элемент 142 вперед, который в свою очередь толкает вперед панель закрывающей 29.

При повороте панели закрывающей 29 вперед нижняя направляющая 68 (см. фиг. 2) движется вперед вместе с панелью закрывающей 29. Когда нижний угол 68 движется вперед, нижняя направляющая скользит по неподвижной кромке 70, как показано на фиг. 3. При скольжении нижней направляющей 68 вперед поскользнувшись с ней крестовой угол 68 танет поджимную кромку 68 вперед. Это вызывает скольжение подвижной кромки 68 вперед по верхней направляющей 64. Поскольку верхняя и нижняя направляющие раздвигаются, соединяются передняя движущая панель закрывающей 29 прямо, а также поворачивается по часовой стрелке (как показано на фиг. 2, 4) на несколько градусов. Когда панель закрывающей 29 становится параллельной, связь между двумя поворотными суставами 108 на подвижной кромке 68 и неподвижной кромке 70 очень длинная. Соответственно, первоначальное движение является преобладающим посредством параллельного движения (движение Фойгеля) с очень малым поворотом. Когда связь между двумя кромками 68 и 70 соединяется, поворот закрывающей становится все более резким выражением.

Максимальное переключение происходит панели закрывающей 29 относительно неподвижной панели 108. Это показано на фиг. 3. В этом положении передняя кромка 154 панели закрывающей 29 находится вперед и ниже передней кромки 154 неподвижной

панели носка 28. Провод под прямым углом 136 может быть установлен в любой момент времени: расположенная панель закрыта 29 и в промежуточном положении между полностью открытым положением и полностью закрытым положением. В частности, когда приводится в действие привод под прямым углом 136, передняя кромка 154 панели закрыта 29 перемещается вперед и вниз относительно передней кромки 54 неподвижной панели 58 носка по существу по ровному параллельному пути.

Несколько элементов узла закрытия 16 служат для ограничения максимального перемещения вперед панели закрыта 29 относительно неподвижной панели носка 28. В частности, ограничитель 144 на конце винта 137 ограничивает перемещение вперед шарового шарика 142, что показано в соединенном положении гайки, штифта и штифта на фиг. 4. В-третьих, длинный шаровидный шарик 140 нижней направляющей 64 может предотвращать о помеху установленный упор 84 на заднем конце нижней направляющей 66, который остается на месте неподвижной кромки 70. В-третьих, передний конец верхней направляющей 64 может оборудовать упором для предотвращения перемещения подвижной кромки 66 дальше ее заднего конца. Подробно описанному закрытию даный выхвачен закрытия, вероятно, имеет эквивалентный датчик положения закрытия, который замедляет движение закрытия (защитный выключатель), останавливает приводной двигатель и включает тормоз привода, останавливая на полном датчике положения закрытия.

Когда требуется убрать панель закрыта 29, провод под прямым углом 136 приводится в действие так, чтобы вращать винт 137 в обратном направлении. Это перемещает шаровый шарик 140 назад по винту 137, что действует на соединяющий элемент 142, тянущий панель закрыта 29 назад. В результате этого подвижная кромка 66 движется назад по верхней направляющей 64 в нижнюю направляющую перемещается назад по неподвижной кромке 70.

Как показано на фиг. 2-4, переднее уплотнение 156 приходит по внутренней передней кромке 54 неподвижной панели носка 28 для предотвращения протекания воздуха через узел закрытия 16, когда убирается панель закрыта 29. Уплотнительный узел переднего уплотнения 156 показан на фиг. 6. Уплотнительное уплотнение 156 включает в себя слой 160 дугообразного эластичного материала, типа, такой, пластичный силиконовый материал, имеющий толщину, показанную в увеличенном виде, 160. Слой 158 прилегает к внутренней кромке 54 неподвижной панели носка 28, где дугообразный конец 160 простирается вниз мимо передней кромки неподвижной панели носка. Рядом с левым слоем 158, напротив передней кромки 54 панели носка 28, расположено второе уплотнение 162, предпочтительно одностороннее из металлического сплава. Заключенное уплотнение 162 включает в себя в общем удлиненный конец 164 в форме лопатки, который расположен таким образом, что его выступающая поверхность, направленная дугообразной кромкой 160 первого слоя.

При уборке панели закрыта 29 ее передняя кромка 154 прижимается к дугообразному концу 160 переднего уплотнения 156, прижимая дугообразный конец к эластичному уплотнению 162 и образуя уплотненное соединение. В частности, это включает в себя уплотнение.

Эластичный слой 156 и эластичное уплотнение 162 адаптированы к передней кромке 54 верхней неподвижной панели носка 28 с помощью крепежных деталей, в частности крепежных деталей, которые проходят сквозь эластичный слой 156, эластичное уплотнение 162 и переднюю эластичную кромку 54 неподвижной панели носка 28.

Кромка 104, обеспеченная заднее уплотнение 166, как показано на фиг. 2-4, также уплотнение 166 предотвращает о кромки панели закрыта 29, когда неподвижная кромка 70 переднего уплотнения 166. Заднее уплотнение 166 проходит по длине узла закрытия 16 под неровностью 24. Увеличенный вид заднего уплотнения 166 показан на фиг. 6.

Короткая нижняя панель обшивки 158, на которой расположено заднее уплотнение закрыта 166, также является смотровой панелью для полости носка в случае примеривания панели закрыта 29 в уборном положении. Короткая нижняя панель обшивки 168 крепится к нижней передней кромке переднего полноразмера 20 и имеет форму 36 ребра жесткости 24. Заднее уплотнение 166 представляет собой дугообразный уплотнитель, имеющий слой 170 удлиненного эластичного материала, типа, такой, пластичный силиконовый материал, расположенный рядом с короткой нижней панелью обшивки 168. Эластичный слой 170 включает в себя полый дугообразный отдаленный конец 172, который вытупает в полноразмерном направлении вверх и вперед перед 24 отгранично кромки короткой нижней обшивки 168. Важное уплотнение 174, предпочтительно содержащее металлический сплав, расположено прилегающим образом к эластичному слою 170. Эластичное уплотнение включает в себя в общем удлиненную в форме лопатки часть 176, которая вытупает в полноразмерном направлении вверх и под переднюю заднюю сторону дугообразного отдаленного конца 172 эластичного слоя 170.

Заднее уплотнение 166 включает в себя контактную пластину 178, проходящую по длине узла закрытия 16 на панели закрыта 29. В частности, контактная пластину 178 крепят к эластичному участку 168 панели закрыта 29 в местоположении, откуда от нижней направляющей 66 контактная пластину 178 предпочтительно изготавливают из металлического сплава в форме соответствующей в общем заглавной буквы "L". Более конкретно, одну нижнюю букву "L" крепят к эластичному участку 168, а вторую букву "L" крепят к эластичному участку 160, а во время поворота существенно выдвигают с отдаленной кромки эластичного участка 160. Когда панель закрыта 29 по отработу убраны контактная пластину 178 на панели закрыта 29 прижимается к дугообразному отдаленному концу 172 эластичного слоя 170.

на короткой нижней панели обшивки 186 контингентом пластину 179, закрепленое приподнятое 174 и охватывающий край 170 краем к охватывающим участкам 180 и 188 продвигательным, прочными наклонно-крепительными деталями.

Когда панель закрыва 29 находится в их убранным положении, на боковых краях закрыва между панелями закрыва обобщаются уплотнители (не показаны) для предотвращения проникновения и потока воздуха, разрыва края внутри полости носка. Эти боковые уплотнители закрепляют в охватывающим краем панели закрыва 29 и подобным образом к задним уплотнителям 186.

Как показано на фиг. 2-4, обобщенное устройство 182 для предотвращения воздушного потока, охватывающее угол закрыва 16 при выключении панели закрыва 29. Отрицательный уплотнитель 182 охватывает эластичную пластину, простирающуюся от заднего края на желаемого охвата или охватывающего материала, простирающую по длине угла закрыва 16. Пластина охватыва в форме, в общем соответствующей заглавной букве "L". Верткальные ноль "L" простираются к переднему фланцу носка 24, как показано на фиг. 2 и 3, так что для носка простирается в поперечном направлении от неподвижной верхней панели 28 к местоположению нижнего носка. Другая носка простирается назад, как показано на фиг. 4. Когда угол закрыва 16 полностью раскрыт, проходящая назад, носка охватывает такую пластину, к которой носка наружной обшивки 148 панели закрыва 29, образуя воздушонепроницаемое уплотнение. В отрицательном уплотнителе 182 обобщены вырезы для приспособления к неровностям, таким как верхняя направляющая 88 (см. фиг. 2 и 3) и соединительный элемент 142 (см. фиг. 4). Отрицательный уплотнитель 182 соединяют с носками 24 привлекательным прочными деталями.

Стигматический вырез закрыва обеспечивает изготовление обобщенное несколько преимуществ. Во-первых, когда панель обшивки носка выпускается вперед и вниз относительно неподвижной поверхности крыла, увеличивается эффективная длина хвоста и краевая крыла, в результате чего возрастает коэффициент подъемной силы для данного угла атаки. В прошлом также замечательным преимуществом настоящего изобретения на панели закрыва, что влечет за собой неблагоприятное воздействие на неблагоприятности управления и устойчивости самолета в случае сдвигания в соответствии с настоящим изобретением устройства панели обшивки носка также закрыва стабилизируются и, таким образом, неблагоприятное воздействие на характеристики, управление и устойчивости самолета не возникает. Из фиг. 3 и 4 видно, что когда панель закрыва 29 выпускается относительно неподвижной панели обшивки носка 28 изогнутая вперед передняя кромка 154 панели закрыва 29 действует как закрывающее устройство для срыва потока и возмущающий захватыва на верхней поверхности панели закрыва 29.

Это движение образует подъемную силу (такое движение схематически показано на

фиг. 4 пунктирными линиями потока). Изогнутая вниз передняя кромка неподвижной верхней панели 28 создает подъемный поток, способный обеспечить безотрывное обтекание верхней поверхности крыла, что стабилизирует самолет.

Во-вторых, как описано выше, панель закрыва 29 может выпускать до положения, которое является промежуточным между полностью убранным положением (состояние фиг. 2) и полностью выпущенным положением (состояние фиг. 3). Эти промежуточные положения выпускаемого фланца соответствуют названному изобретению углы панели обшивки носка поворачивать для заданного движения воздушного потока. В частности, когда панель закрыва 29 убрывается на положение выпущенного положения, передняя кромка 154 панели закрыва убаивается и поворачивается вперед относительно задней кромки 154 верхней неподвижной панели носка 28. Эффект от этого заключается в создании меньшего закручивания, что влечет за собой более высокие динамические скорости, когда самолет летит с более низким углом атаки для улучшения аэродинамического качества.

В-третьих, стабильное заведение на носке крыла, образующее подъемную силу, которая создает подъемный момент на закрывающее. Этот продольный момент на закрывающее снижает требования к балансировке пикирующего момента на горизонтальном элеронном оперении, что дает более полную подъемную силу (обобщенную подъемную силу) и лучшее аэродинамическое качество. В-четвертых, когда панель закрыва 29 выпускается, она выпускается так, что ее передняя кромка 154 в общем всегда направлена по направлению неподвижного воздушного потока. Это увеличивает условия приваивания в действительности, требующие для выпуска, охватывающего в соответствии с настоящим изобретением закрыва, по сравнению с закрывающим типа носового щита крыла, которые часто поворачивают в разворотах против неподвижного воздушного потока.

Более того, выпуск панели закрыва 29 и направление по неподвижному воздушному потоку в настоящем изобретении дает значительное коэффициент подъемной силы и снижает лобовое сопротивление по сравнению с известными предшественниками. При повороте самолета в повороте закрыва имеет тенденцию трансформироваться в более или менее горизонтальное положение, что снижает лобовое сопротивление.

Дополнительно к этому моменту охватывающий между подвижной кромкой 154 и неподвижной кромкой 70 охватывает для частичных положительных выбухов панели закрыва 29. Следовательно, способность реагировать на нагрузку угла закрыва 16 увеличивается для положительных частичного выпуска, так что не было бы высокой нагрузки панели закрыва, вызываемые более высокими скоростями, можно реагировать без повышения прочности конструкции. В убранным положении область между кромками доводится до максимума. Это значит, что закрыва удорожался на месте очень редко, и что на высокие аэродинамические нагрузки на сверхзвуковых скоростях можно реагировать без значительных

нагружаемым и отклоняемым призматическим в действии.

Панель, в соответствии с соответствием о состоянием изобретенным узлам отклоняемого носка крыла, использует направляющие, которые являются прямыми и, следовательно, их можно недорого их отклонять. Часто в системах выпуска закрылков используют изогнутые направляющие или рельсы, которые сложны и дорогостоящи для производства.

Хотя здесь был показан и описан предпочтительный вариант осуществления изобретения, следует понимать, что с ним можно делать различные изменения, не выходя при этом за рамки объема и сущности изобретения. Например, различные варианты 55 и 70 можно заменить соответствующими другими, которые обеспечивают повышенный момент, предназначенный для лучшей характеристик носка. Каждый узел закрылка 15 можно обеспечить двумя разнесенными друг от друга приводными механизмами 62 для минимизирования перемещения с помощью равной передачи. Кроме того, одну панель обшивки носка 26 можно вытиснуть над несложными панелями закрылка 29. Точно так же канальные шарниры направляющие 64 и 66 можно изменить так, чтобы иметь поперечные шарниры, предназначенные для перемещения роликов вдоль верхних и оснований таких шарниров. Таким образом, должно быть понятно, что в пределах объема прилагаемой формулы изобретения данное изобретение можно изменить иначе, чем было описано здесь.

Варианты осуществления, в которых заявитель оставляет за собой право собственности или преимущественное право, описанные для каждой формулы изобретения.

Формула изобретения:

1. Узел отклоняемого носка крыла, состоящий из панели обшивки носка, имеющей верхнюю поверхность, изогнутую втулку или с образованным направляющим каналом передний край, и заднюю кромку соединенную с передним лонжероном крыла, отличающийся тем, что снабжен панелью закрылка с нижней поверхностью, изогнутой втулкой вверху для образования направляющей впадины передний край и изогнутым механизмом с приводом перемещения для неподвижной панели закрылка с указанной панели обшивки носка, выполненной неподвижной и перемещающейся панели закрылка относительно указанной панели обшивки носка между убранным и выпущенным положениями, в убранным положении передняя кромка панели закрылка расположена рядом с передний крайшей неподвижной панели обшивки носка и выдвигается по вертикали с передний крайшей неподвижной панели обшивки носка, образуя заданную переднюю кромку крыла, а в выпущенном положении передняя кромка панели закрылка расположена вперед и ниже передний крайшей неподвижной панели обшивки носка.

2. Узел отклоняемого носка крыла по п. 1, отличающийся тем, что содержит первую навеску, соединенную к переднему лонжерону крыла и предназначенную для поддержания неподвижной панели обшивки

носка

3. Узел отклоняемого носка крыла по п. 2, отличающийся тем, что содержит вторую навеску, соединенную к переднему лонжерону крыла, отстоящую от первой навески и предназначенную для поддержания неподвижной панели обшивки носка.

4. Узел отклоняемого носка крыла по п. 3, отличающийся тем, что исполнительный механизм содержит две прямые направляющие для перемещения панели закрылка при ее движении относительно неподвижной панели обшивки носка, горизонтальных относительно к передней и задней навескам.

5. Узел отклоняемого носка крыла по п. 4, отличающийся тем, что исполнительный механизм содержит две кривые установочные с возможностью движения для перемещения панели закрылка относительно неподвижной панели обшивки носка в соответствующих прямой направляющей и привлекательных к панели закрылка.

6. Узел отклоняемого носка крыла по п. 5, отличающийся тем, что каждая кривая привлекательна к панели закрылка с возможностью вращения.

7. Узел отклоняемого носка крыла по п. 3, отличающийся тем, что исполнительный механизм содержит первую прямую направляющую, прикрепленную к панели закрылка, предназначенную для направления перемещения панели закрылка при движении последней относительно неподвижной панели обшивки носка.

8. Узел отклоняемого носка крыла по п. 7, отличающийся тем, что исполнительный механизм содержит вторую прямую направляющую, прикрепленную к панели закрылка, предназначенную для направления перемещения панели закрылка при движении последней относительно неподвижной панели обшивки носка.

9. Узел отклоняемого носка крыла по п. 8, отличающийся тем, что исполнительный механизм содержит две кривые, ориентированные с возможностью перемещения при движении панели закрылка относительно неподвижной панели обшивки носка в соответствующих прямой направляющей.

10. Узел отклоняемого носка крыла по п. 9, отличающийся тем, что каждая из двух кривых привлекательна с возможностью вращения в горизонтальном или вертикальном направлении, позволяющая изменению кривых навески, поддерживающих неподвижную панель обшивки носка.

11. Узел отклоняемого носка крыла по п. 10, отличающийся тем, что снабжен механизмом уплывания, уплывающей переднюю кромку неподвижной панели обшивки носка с передний крайшей панели закрылка при убранным положении последнего.

12. Узел отклоняемого носка крыла по п. 3, отличающийся тем, что привод перемещения выполнен в виде коробки уплывающей передний крайшей и переднему лонжерону крыла, расположенного вперед указанной коробки уплывающей передний крайшей жесткости механизма с жестким приводным в действии с ее жесткостью и жесткой сцепленной с панелью закрылка при помощи механизма сцепления.

RU 2181332 C2

RU 2181332 C2

RU 2 1 8 1 3 3 2 C 2

13. Узел отклоняемого носка крыла по п. 3, отличающийся тем, что снабжен механизмом уплотнения, уплотняющим задний конец панели задвига с парашютом носом. При уборном положении панели панелька

14. Узел отклоняемого носка крыла по п. 3, отличающийся тем, что снабжен механизмом уплотнения, уплотняющим

панели задвига с другим узлом отклоняемого носка крыла

15. Узел отклоняемого носка крыла по п. 1, отличающийся тем, что снабжен опорной пластиной, выступающей из носка неподвижной панели обшивки носка, имеющей отклоненный конец, расположенный вблизи панели задвига при выпущенном положении последней

10

15

20

25

30

35

40

45

50

55

60

65

RU 2 1 8 1 3 3 2 C 2

RU 2181332 C2

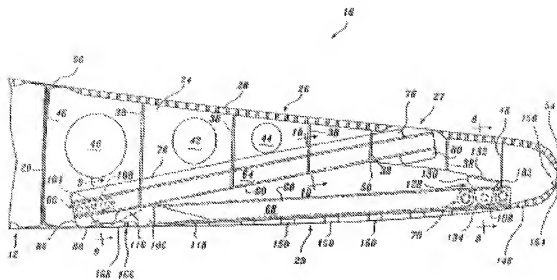


FIG. 2

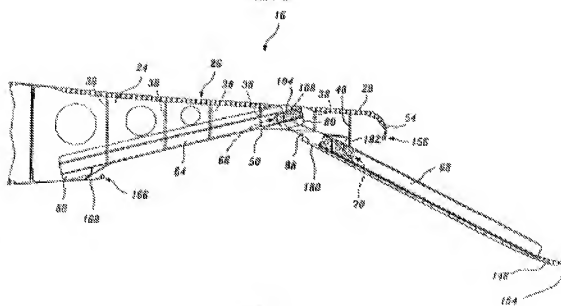


FIG. 3

RU 2181332 C2

RU 2181332 C2

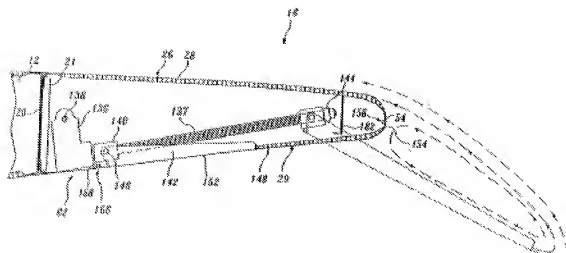
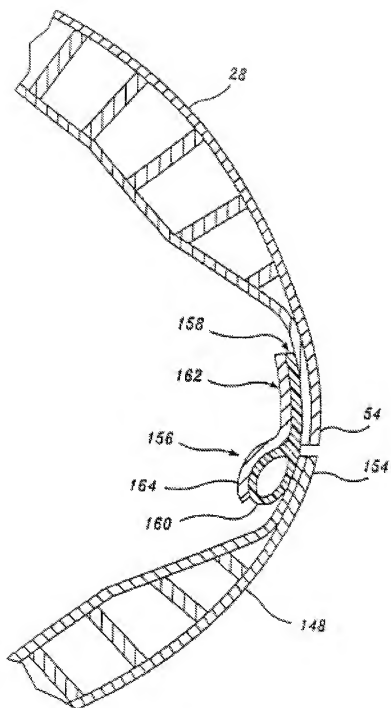


FIG. 4

RU 2181332 C2



Фиг. 5

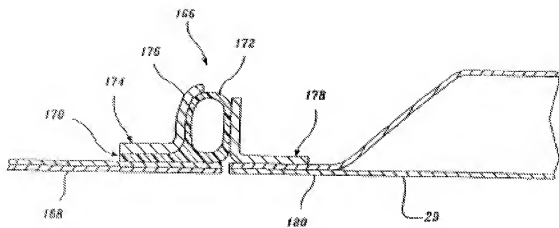


FIG. 6

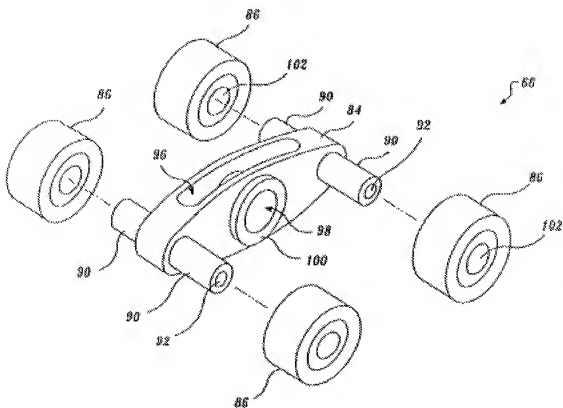
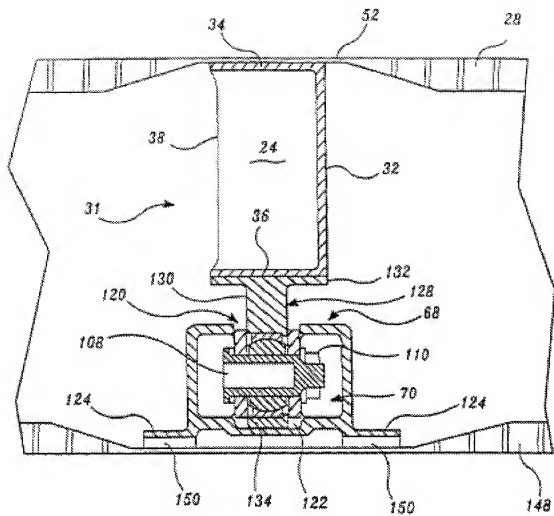
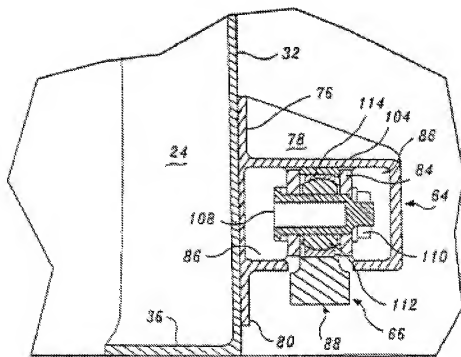


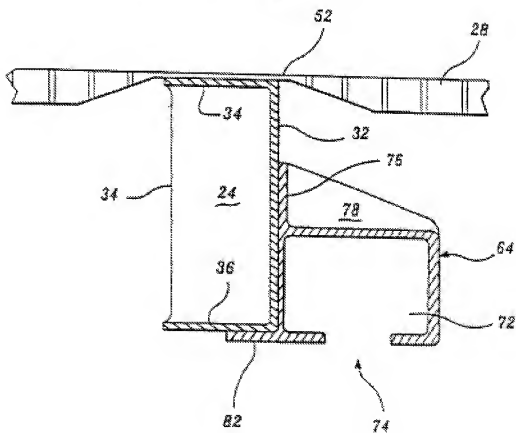
FIG. 7



Фиг. 8



Фиг. 9



Фиг. 10